

①9 RÉPUBLIQUE FRANÇAISE
INSTITUT NATIONAL
DE LA PROPRIÉTÉ INDUSTRIELLE
PARIS

①1 N° de publication : **2 936 344**
(à n'utiliser que pour les
commandes de reproduction)
②1 N° d'enregistrement national : **08 05212**

⑤1 Int Cl⁸ : **G 08 G 5/04 (2006.01), G 01 S 13/93**

⑫

DEMANDE DE BREVET D'INVENTION

A1

②2 Date de dépôt : 23.09.08.

③0 Priorité :

④3 Date de mise à la disposition du public de la
demande : 26.03.10 Bulletin 10/12.

⑤6 Liste des documents cités dans le rapport de
recherche préliminaire : *Se reporter à la fin du
présent fascicule*

⑥0 Références à d'autres documents nationaux
apparentés :

⑦1 Demandeur(s) : AIRBUS FRANCE Société anonyme
— FR.

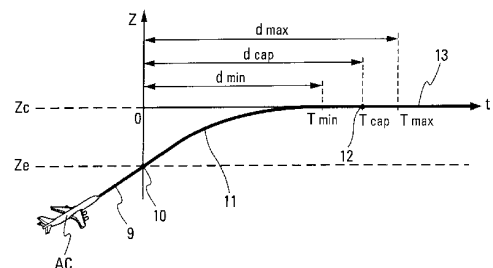
⑦2 Inventeur(s) : BOTARGUES PAULE, DAL SANTO
XAVIER, FABRE PIERRE et GUERY XAVIER.

⑦3 Titulaire(s) : AIRBUS FRANCE Société anonyme.

⑦4 Mandataire(s) : CABINET BLOCH & BONNETAT.

⑤4 PROCÉDE ET DISPOSITIF POUR LA PREVENTION DES ALERTES INUTILES ENGENDREES PAR UN
SYSTÈME ANTICOLLISION MONTE A BORD D'UN AVION.

⑤7 Selon l'invention, la durée (d_{cap}) d'une phase de cap-
ture d'une altitude de consigne (Z_c) par l'avion (AC) est
comprise entre un délai d'exécution minimal (d_{min}) et un
délai d'exécution maximal (d_{max}) prédéterminés.



FR 2 936 344 - A1



La présente invention concerne un procédé et un dispositif pour la prévention automatique des alertes inutiles engendrées par les systèmes anticollision embarqués à bord des avions, lors d'un changement d'altitude, ainsi qu'un avion pourvu d'un tel dispositif.

5 On sait que la plupart des avions de ligne sont équipés de systèmes anticollision (généralement appelés systèmes TCAS pour Traffic Collision Avoidance Systems) qui permettent d'assurer la sécurité du trafic aérien en prévenant les risques de collision en vol.

Ainsi, lorsque deux avions convergent l'un vers l'autre, leurs systèmes anticollision calculent une estimation du temps de collision et émettent une alerte informant les équipages de chaque avion d'une possible future collision : une telle alerte est généralement appelée «avis de trafic» ou «alerte TA». Le cas échéant, lesdits systèmes anticollision émettent de plus, à l'attention de l'équipage, un ordre de manœuvre d'évitement dans le plan vertical afin de sortir de la situation de possibilité de collision : un tel ordre de manœuvre d'évitement est généralement appelé «avis de résolution» ou «alerte RA». Les alertes TA et RA sont matérialisées par des messages vocaux et par l'affichage d'informations dans les cabines de pilotage.

20 En pratique, un système anticollision embarqué calcule un temps de collision dans le plan horizontal (rapport entre la distance horizontale des deux avions et leur vitesse horizontale relative) et un temps de collision dans le plan vertical (rapport entre la distance verticale des deux avions et leur vitesse verticale relative). Lesdits temps de collision ainsi calculés sont comparés à des seuils prédéterminés pour les alertes TA et pour les

25

alertes RA (lesdits seuils prédéterminés étant par ailleurs fonction de l'altitude) et lesdites alertes sont déclenchées lorsque lesdits temps de collision calculés sont inférieurs aux seuils prédéterminés correspondants.

5 Par ailleurs, on sait qu'il est fréquent qu'un avion doive capturer (en montant ou en descendant) un niveau d'altitude stabilisé voisin d'un autre niveau d'altitude attribué à un autre avion et que, selon les règles de navigation aérienne, deux niveaux d'altitude stabilisés voisins ne sont séparés que de 300 m (1000 pieds).

10 Aussi, à cause de cette faible différence d'altitude entre les niveaux d'altitude stabilisés, de la vitesse verticale élevée des avions modernes et de l'importance du trafic aérien, lesdits systèmes anticollision engendrent de nombreuses alertes TA et RA, alors même que l'avion, évoluant verticalement pour changer d'altitude, manœuvre correctement sans risque de collision avec un autre avion. Ces alertes induisent beaucoup de stress et
15 sont jugées opérationnellement inutiles par les pilotes, puisque la manœuvre de changement d'altitude est correcte et leur prise en compte conduit dans la plupart des cas à une perturbation du trafic.

De plus, les alertes RA durant les phases de capture d'altitude sont très nombreuses et on estime qu'elles représentent actuellement plus de
20 50% du total de ces alertes dans l'espace européen, ce pourcentage étant amené à augmenter dans le futur par suite du développement du trafic aérien.

La présente invention a pour objet de remédier à cet inconvénient.

25 A cette fin, grâce à l'invention, le procédé pour limiter le nombre des alertes émises par un système anticollision monté à bord d'un avion qui effectue une manœuvre de changement d'altitude comportant une phase d'approche suivie d'une phase de capture d'une altitude de consigne associée à un délai d'exécution de consigne prédéterminé, ledit système anticollision étant apte à détecter un aéronef intrus se trouvant dans

l'environnement aérien dudit avion, à calculer un temps de collision théorique entre ledit avion et ledit aéronef intrus et à émettre au moins une alerte lorsque ce temps de collision théorique est inférieur à un seuil prédéterminé,

5 est remarquable en ce qu'on réalise les étapes suivantes :

- A) - on détermine un délai d'exécution minimal et un délai d'exécution maximal de ladite phase de capture, ledit délai d'exécution minimal étant supérieur audit délai d'exécution de consigne ;
- B) - on établit au moins un profil de vitesse verticale modifié associé à
10 ladite phase de capture d'altitude, de sorte que la durée de cette dernière soit comprise entre lesdits délais d'exécution minimal et maximal ;
- C) - lorsque ledit avion est en phase d'approche et proche de ladite altitude de consigne, on déclenche ladite phase de capture ; et
- 15 D) - après déclenchement de ladite phase de capture, on contrôle la vitesse verticale dudit avion, de sorte qu'elle suive au moins approximativement ledit profil de vitesse verticale modifié.

De façon usuelle, le délai d'exécution de consigne de la phase de capture peut être déterminé par le pilote automatique de l'avion.

20 Ainsi, grâce à l'invention, en allongeant de façon limitée la durée de la phase de capture (qui ne peut dépasser le délai d'exécution maximal), on prévient le déclenchement intempestif d'au moins une partie des alertes RA et/ou TA. En outre, on évite que la manœuvre de changement d'altitude ne soit trop longue, ce qui serait susceptible de perturber à la
25 fois les pilotes de l'avion et le trafic aérien environnant celui-ci, par exemple en contraignant les aéronefs à proximité de ce dernier à effectuer une modification de trajectoire.

En outre, on peut calculer un niveau d'altitude d'engagement de ladite phase de capture. Ainsi, on peut considérer que ledit avion est pro-

che de ladite altitude de consigne lorsque le niveau d'altitude courant dudit avion est compris entre ledit niveau d'altitude d'engagement et ladite altitude de consigne.

De préférence, ledit niveau d'altitude d'engagement est déterminé à l'aide de la formule suivante :

$$Z_e = a - (S_i + T) * V_{z0}$$

dans laquelle :

- V_{z0} est la vitesse verticale dudit avion, sensiblement constante, au cours de ladite phase d'approche ;
- a est un paramètre de réglage dépendant desdits délais d'exécution minimal et maximal ;
- S_i est ledit seuil prédéterminé ; et
- T est une marge temporelle positive par rapport audit seuil prédéterminé S_i .

En outre, au cours de ladite phase de capture, ledit contrôle de la vitesse verticale dudit avion peut être effectué par commande du facteur de charge dudit avion défini à l'aide de la formule suivante :

$$n_z = k * (V_z - f(Z))$$

dans laquelle :

- n_z est le facteur de charge dudit avion au cours de ladite phase de capture ;
- k est une constante négative dépendant des caractéristiques physiques dudit avion ;
- V_z est la vitesse verticale dudit avion ; et
- f représente une fonction décrivant ledit profil de vitesse verticale modifié en fonction du niveau d'altitude courant Z dudit avion par rapport à ladite altitude de consigne.

Dans le cas où ladite altitude de consigne n'a pas été rejointe après l'expiration dudit délai d'exécution maximal, ledit contrôle de la vitesse

verticale dudit avion peut être effectué par commande du facteur de charge dudit avion qui est alors défini par la formule suivante :

$$n_z = k_1 * Z + k_2 * V_z$$

dans laquelle :

- 5 – n_z est le facteur de charge dudit avion au cours de ladite phase de capture ;
- k_1 et k_2 sont des constantes négatives dépendant des caractéristiques physiques dudit avion ;
- V_z est la vitesse verticale dudit avion ; et
- 10 – Z est le niveau d'altitude courant dudit avion par rapport à ladite altitude de consigne.

Par ailleurs, ledit profil de vitesse verticale modifié comporte une première partie associée à une trajectoire dudit avion de type exponentiel, suivie d'une seconde partie associée à une trajectoire dudit avion de type parabolique.

Ladite première partie dudit profil peut avantageusement être décrite à l'aide de la fonction suivante :

$$f_1(Z) = (a-Z)/(S_i + T)$$

dans laquelle :

- 20 – a est un paramètre de réglage dépendant desdits délais d'exécution minimal et maximal ;
- Z est le niveau d'altitude courant dudit avion par rapport à ladite altitude de consigne ;
- S_i est ledit seuil prédéterminé ; et
- 25 – T est une marge temporelle positive par rapport audit seuil prédéterminé S_i .

En outre, ladite seconde partie dudit profil peut être définie à l'aide de la fonction suivante :

$$f_2(Z) = \sqrt{(\alpha * 0,1g * Z)}$$

dans laquelle:

- α est une constante égale à -1 lorsque ledit avion est en phase de montée et à 1 lorsqu'il est en phase de descente ;
- g est la constante gravitationnelle terrestre ; et
- 5 - Z est le niveau d'altitude courant dudit avion par rapport à ladite altitude de consigne.

Par ailleurs, l'invention concerne également un dispositif pour la mise en œuvre du procédé tel que spécifié ci-dessus permettant de limiter le nombre des alertes émises par un système anticollision monté à bord
10 d'un avion qui effectue une manœuvre de changement d'altitude comportant une phase d'approche suivie d'une phase de capture d'une altitude de consigne associée à un délai d'exécution de consigne prédéterminé, ledit système anticollision étant apte à détecter un aéronef intrus se trouvant dans l'environnement aérien dudit avion, à calculer un temps de collision
15 théorique entre ledit avion et ledit aéronef intrus et à émettre au moins une alerte lorsque ce temps de collision théorique est inférieur à un seuil prédéterminé.

Selon l'invention, un tel dispositif comporte :

- des moyens de détermination d'au moins un profil de vitesse verticale
20 modifié associé à ladite phase de capture d'altitude, de sorte que la durée de cette dernière soit comprise entre un délai d'exécution minimal et un délai d'exécution maximal prédéterminés ;
- des moyens de commande activables aptes à engager ladite phase de capture d'altitude et à contrôler la vitesse verticale dudit avion, de sorte
25 qu'elle suive au moins approximativement ledit profil de vitesse verticale modifié ; et
- des moyens d'activation aptes à activer lesdits moyens de commande, lorsque ledit avion est en phase d'approche et proche de ladite altitude de consigne.

En outre, le dispositif peut comporter des moyens de calcul d'un niveau d'altitude d'engagement de ladite phase de capture d'altitude.

L'invention concerne également un avion pourvu du dispositif tel que mentionné précédemment.

5 Les figures du dessin annexé feront bien comprendre comment l'invention peut être réalisée. Sur ces figures, des références identiques désignent des éléments semblables.

10 La figure 1 représente, sous forme synoptique, un dispositif conforme à la présente invention permettant de limiter les alertes émises par un système anticollision monté à bord d'un avion lors d'un changement d'altitude.

15 Les figures 2A et 2B illustrent schématiquement un avion lors d'une manœuvre de changement d'altitude avec capture d'une altitude de consigne, en phase de montée (figure 2A) ou de descente (figure 2B), conformément à la présente invention.

20 Le dispositif 1 conforme à l'invention et représenté schématiquement sur la figure 1 est destiné à limiter le nombre des alertes émises par un système anticollision TCAS (non représenté) monté à bord d'un avion AC, lorsque ce dernier effectue une manœuvre de changement d'altitude pour capturer une altitude de consigne.

Sur la figure 1, le dispositif 1 et un ensemble E de sources d'informations sont représentés extérieurs à l'avion AC, alors qu'ils sont en réalité montés à bord de ce dernier.

25 De façon usuelle, l'avion AC est en outre pourvu d'un pilote automatique (non représenté) apte à contrôler la manœuvre de changement d'altitude, qui comporte notamment une phase de capture (détaillée en relation avec les figures 2A et 2B). En particulier, le pilote automatique est capable de déterminer un délai d'exécution de consigne de ladite phase de

capture, par exemple préalablement au déclenchement de la manœuvre de changement d'altitude.

Comme le montre la figure 1, conformément à l'invention, le dispositif 1, qui peut être intégré au pilote automatique de l'avion AC, comporte :

- 5 – des moyens de calcul 2 d'un niveau d'altitude d'engagement de la phase de capture d'altitude, ledit niveau étant déterminé par rapport à ladite altitude de consigne prise comme référence. Ces moyens de calcul 2 sont aptes à recevoir, par l'intermédiaire de la liaison L1, un délai d'exécution maximal et un délai d'exécution minimal souhaités de la
10 phase de capture d'altitude. En outre, à l'aide de l'ensemble E de sources d'informations, les moyens de calcul 2 peuvent recevoir, par l'intermédiaire de la liaison L2, des données relatives à l'avion AC (par exemple sa vitesse verticale, son niveau d'altitude courant par rapport à
15 l'altitude de consigne, ...) et des informations propres au système anti-collision (par exemple les seuils d'alertes TA et RA définis précédemment) ;
- des moyens de détermination 3 d'un profil de vitesse verticale modifié associé à ladite phase de capture d'altitude. Ces moyens de détermination 3 reçoivent, par l'intermédiaire de la liaison L1, lesdits délais
20 d'exécution minimal et maximal souhaités et sont aptes à déterminer un profil de vitesse verticale modifié permettant à l'avion AC de rejoindre l'altitude de consigne avant la fin du délai d'exécution maximal (repérée par Tmax sur les figures 2A et 2B) mais après l'expiration du délai d'exécution minimal (repérée par Tmin sur les figures 2A et 2B) ;
25
- des moyens d'activation 4, reliés aux moyens de calcul 2 par l'intermédiaire de la liaison L3. Ces moyens d'activation 4 reçoivent également, par l'intermédiaire de la liaison L2, des données relatives à l'avion AC provenant de l'ensemble E. Lorsque des conditions

d'engagement (précisées par la suite) sont réalisées, ces moyens d'activation 4 sont aptes à activer des moyens de commande 5 ; et

– les moyens de commande 5 activables, reliés aux moyens d'activation 4 et aux moyens de détermination 3 par l'intermédiaire respectivement des liaisons L4 et L5. Ils reçoivent en outre, par l'intermédiaire de la liaison L2, des données représentatives de l'état dudit avion AC en provenance dudit ensemble E. Lorsqu'ils sont activés par les moyens d'activation 4 (les conditions d'engagement sont alors réalisées), les moyens de commande 5 sont aptes à engager la phase de capture d'altitude et à déterminer les valeurs du facteur de charge de l'avion AC permettant à la vitesse verticale de ce dernier de suivre ledit profil de vitesse verticale modifié. Les valeurs du facteur de charge obtenues sont transmises à un calculateur de vol 6 de l'avion AC.

Le calculateur de vol 6, relié notamment aux moyens de commande 5 du dispositif 1 par l'intermédiaire de la liaison L6, est apte à délivrer des ordres de commande, par l'intermédiaire des liaisons L7, par exemple aux actionneurs des surfaces 8 de contrôle longitudinal de l'avion AC (gouvernes de profondeur, aérofreins) et/ou aux moteurs 7 dudit avion, de manière à appliquer les valeurs du facteur de charge déterminées par les moyens de commande 5.

Sur les figures 2A et 2B, on a représenté schématiquement l'avion AC au cours d'une manœuvre de changement d'altitude avec capture d'une altitude de consigne Z_c , respectivement en montée (figure 2A) et en descente (figure 2B). Comme illustré, la manœuvre de changement d'altitude comporte les trois phases successives suivantes :

- une phase d'approche de montée (ou de descente), au cours de laquelle la trajectoire d'approche 9 de l'avion AC est sensiblement rectiligne et est parcourue à vitesse verticale V_{zo} sensiblement constante jusqu'à un

niveau d'altitude d'engagement Z_e (point 10) se trouvant au-dessous (ou au-dessus) de l'altitude de consigne Z_c à rejoindre ;

- une phase de capture d'altitude, au cours de laquelle la trajectoire de capture 11 de l'avion AC est arrondie, et vient tangenter en 12 l'altitude de consigne Z_c ; et
- une phase de stabilisation, pendant laquelle la trajectoire 13 de l'avion AC suit ladite altitude de consigne Z_c .

Dans la réalisation préférée, préalablement à la manœuvre de changement d'altitude, les pilotes de l'avion AC déterminent un délai d'exécution minimal égal, par exemple, supérieur au délai d'exécution de consigne, ledit délai de consigne ayant été déterminé par le pilote automatique de l'avion AC et rendu accessible aux pilotes par l'intermédiaire, par exemple, d'un écran de contrôle). Les pilotes déterminent en outre un délai d'exécution maximal de la phase de capture d'altitude pour éviter que la manœuvre de changement d'altitude ne dure trop longtemps.

Une fois les délais d'exécution minimal et maximal déterminés par les pilotes, ces derniers les transmettent au dispositif 1, par exemple au moyen d'une interface de type clavier (non représentée sur la figure 1).

En variante, ces délais d'exécution minimal et maximal peuvent être définis par un réglage préétabli définitif et transmis directement, par l'intermédiaire de la liaison L1, au dispositif 1.

Les moyens de calcul 2 du dispositif 1 sont formés de manière à calculer le niveau d'engagement Z_e à partir de la formule suivante :

$$Z_e = a - (S_i + T) * V_{z0}$$

dans laquelle :

- a est un paramètre de réglage (dont le calcul est précisé ci-après) dépendant des délais d'exécution minimal et maximal de ladite phase de capture ;
- S_i est ledit seuil d'alerte prédéterminé ;

- T est une marge temporelle positive par rapport audit seuil prédéterminé S_i ; et
- V_{zo} est la vitesse verticale de l'avion AC, sensiblement constante, au cours de ladite phase d'approche.

5 Selon que l'on cherche à réduire le nombre d'alertes RA et/ou d'alertes TA, le seuil S_i pourra être choisi égal respectivement au seuil S_{RA} d'alertes RA ou au seuil S_{TA} d'alertes TA.

En outre, les moyens de détermination 3 sont aptes à déterminer un profil de vitesse verticale modifié associé à ladite phase de capture. Un tel
10 profil de vitesse verticale modifié comporte une première partie associée à une trajectoire de l'avion AC de type exponentiel, suivie d'une seconde partie associée à une trajectoire de l'avion AC de type parabolique à 0.05g, achevant la phase de capture.

On entend par profil de vitesse verticale modifié associé à la trajectoire de capture 11 un ensemble de valeurs de vitesse verticale correspondant à un ensemble de niveaux d'altitude de l'avion AC le long de
15 cette trajectoire 11.

En outre, la fonction f décrivant le profil de vitesse verticale modifié vérifie les conditions suivantes :

- 20 - $f(Z_c) = 0$ (Z_c étant l'altitude de référence des niveaux d'altitude, on a $Z_c = 0$) ;
- $|f(Z) \cdot f'(Z)| < 0.05g$, dans laquelle f' est la dérivée de f par rapport au niveau d'altitude Z courant de l'avion AC et g est la constante gravitationnelle terrestre ;
- 25 - $f'(Z) \leq 0$; et
- $d \min \left\langle \int_{Z_e}^{Z_c=0} \frac{dZ}{f(Z)} \right\rangle d \max$ dans laquelle $\int_{Z_e}^0 \frac{dZ}{f(Z)}$ correspond à la durée souhaitée d_{cap} de la phase de capture.

Ainsi, lorsque l'avion AC est en montée (figure 2A), la fonction f décrivant le profil de vitesse verticale modifié est définie, en fonction du niveau d'altitude courant Z de l'avion AC, comme la plus basse des deux fonctions suivantes :

- 5 – la fonction $f_1(Z) = (a-Z)/(S_i + T)$ dudit profil de vitesse verticale modifié associée à une trajectoire de l'avion AC de type exponentiel ; et
- la fonction $f_2(Z) = \sqrt{(-0,1g*Z)}$ dudit profil de vitesse verticale modifié associée à une trajectoire de l'avion AC de type parabolique à $0.05g$.

10 Dans le cas où l'avion AC est en descente (figure 2B), la fonction f décrivant le profil de vitesse verticale est définie, en fonction du niveau d'altitude courant Z de l'avion AC, comme la plus haute des deux fonctions f_1 et f_2' , avec $f_2'(Z) = \sqrt{(0,1g*Z)}$.

Ainsi, en supposant que la phase de capture s'achève à l'instant T_{cap} égal à la moyenne $(T_{min} + T_{max})/2$ (c'est-à-dire que $d_{cap} = (d_{min} + d_{max})/2$), on peut utiliser l'équation suivante (obtenue à partir de la formule de d_{cap} précisée ci-dessus) pour déterminer le paramètre de réglage a :

$$(S_i + T) \left(4 - 4 \sqrt{1 - \frac{2a}{0.05g(S_i + T)^2}} + \ln \left(\frac{0.2g(S_i + T)}{|V_{zo}|} \sqrt{1 - \frac{2a}{0.05g(S_i + T)^2}} \right) \right) = \frac{d_{min} + d_{max}}{2}$$

20 Pour des questions de performance, les valeurs du paramètre a obtenues par la résolution de cette équation sont préférablement restreintes à l'intervalle $[0 ; 300 \text{ m}]$ (soit $[0 ; 1000 \text{ pieds}]$).

Il est à noter que, lorsque l'avion AC est en descente (figure 2B), les valeurs obtenues du paramètre de réglage a doivent être multipliées par -1 .

25 Par ailleurs, les moyens de commande 5 sont activés par les moyens d'activation 4 lorsque les conditions d'engagement suivantes sont simultanément vérifiées :

- l'avion AC suit la trajectoire 9 de montée (figure 2A) ou de descente (figure 2B) de la phase d'approche, au cours de laquelle sa vitesse verticale V_{zo} est sensiblement constante ; et
- le niveau d'altitude courant Z de l'avion AC est compris entre l'altitude de consigne Z_c et le niveau d'altitude d'engagement Z_e déterminé précédemment.

Une fois activés (les conditions d'engagement sont réalisées), les moyens de commande 5 sont aptes à engager la phase de capture d'altitude.

En outre, ces moyens de commande 5 déterminent les valeurs du facteur de charge n_z de l'avion AC le long de la trajectoire de capture 11 pour les transmettre au calculateur de vol 6, de sorte que la vitesse verticale dudit avion AC suive au moins approximativement le profil de vitesse verticale modifié, préalablement déterminé par les moyens de détermination 3.

Au cours de la phase de capture, ledit facteur de charge n_z est du type proportionnel et défini par la formule suivante :

$$n_z = k * (V_z - f(Z))$$

dans laquelle :

- k est une constante négative dépendant des caractéristiques physiques de l'avion AC ;
- V_z est la vitesse verticale de l'avion AC ; et
- f est la fonction décrivant le profil de vitesse verticale modifié de l'avion AC en fonction du niveau d'altitude courant Z de ce dernier.

A partir des valeurs du facteur de charge reçues, le calculateur de vol 6 peut délivrer des ordres de commande destinés, par exemple, à commander les actionneurs des surfaces 8 de contrôle longitudinal et/ou les moteurs 7 de l'avion AC.

Dans le cas où l'altitude de consigne Z_c n'est pas atteinte avant l'instant de fin T_{max} (par exemple à cause d'une turbulence), on change le mode de détermination du facteur de charge de l'avion AC qui devient de type proportionnel dérivé.

5 Le facteur de charge n_z est alors défini par la formule suivante :

$$n_z = k_1 * Z - k_2 * V_z$$

dans laquelle k_1 et k_2 sont des constantes négatives dont les valeurs sont déterminées par réglage en fonction des caractéristiques de l'avion AC.

REVENDEICATIONS

1. Procédé pour limiter le nombre des alertes émises par un système anticollision monté à bord d'un avion (AC) qui effectue une manœuvre de changement d'altitude comportant une phase d'approche suivie d'une phase de capture d'une altitude de consigne (Z_c) associée à un délai d'exécution de consigne prédéterminé, ledit système anticollision étant apte à détecter un aéronef intrus se trouvant dans l'environnement aérien dudit avion (AC), à calculer un temps de collision théorique entre ledit avion (AC) et ledit aéronef intrus et à émettre au moins une alerte lorsque ce temps de collision théorique est inférieur à un seuil prédéterminé, caractérisé en ce qu'on réalise les étapes suivantes :
- A) - on détermine un délai d'exécution minimal (d_{min}) et un délai d'exécution maximal (d_{max}) de ladite phase de capture, ledit délai d'exécution minimal (d_{min}) étant supérieur audit délai d'exécution de consigne ;
- B) - on établit au moins un profil de vitesse verticale modifié associé à ladite phase de capture d'altitude, de sorte que la durée (d_{cap}) de cette dernière soit comprise entre lesdits délais d'exécution minimal (d_{min}) et maximal (d_{max}) ;
- C) - lorsque ledit avion (AC) est en phase d'approche et proche de ladite altitude de consigne (Z_c), on déclenche ladite phase de capture ; et
- D) - après déclenchement de ladite phase de capture, on contrôle la vitesse verticale dudit avion (AC), de sorte qu'elle suive au moins approximativement ledit profil de vitesse verticale modifié.
2. Procédé selon la revendication 1, caractérisé :
- en ce qu'on calcule un niveau d'altitude d'engagement (Z_e) de ladite phase de capture ; et

- en ce que ledit avion (AC) est proche de ladite altitude de consigne (Zc) lorsque le niveau d'altitude courant dudit avion est compris entre ledit niveau d'altitude d'engagement (Ze) et ladite altitude de consigne (Zc).

3. Procédé selon la revendication 2,

- 5 caractérisé en ce que ledit niveau d'altitude d'engagement (Ze) est déterminé à l'aide de la formule suivante :

$$Ze = a \cdot (S_i + T) \cdot V_{zo}$$

dans laquelle :

- Vzo est la vitesse verticale dudit avion (AC), sensiblement constante, au cours de ladite phase d'approche ;
 - a est un paramètre de réglage dépendant desdits délais d'exécution minimal (dmin) et maximal (dmax) ;
 - Si est ledit seuil prédéterminé ; et
 - T est une marge temporelle positive par rapport audit seuil prédéterminé Si.
- 15

4. Procédé selon l'une des revendications 1 à 3,

caractérisé en ce que, au cours de ladite phase de capture, ledit contrôle de la vitesse verticale dudit avion (AC) est effectué par commande du facteur de charge dudit avion (AC) défini à l'aide de la formule suivante :

20
$$nz = k \cdot (Vz - f(Z))$$

dans laquelle :

- nz est le facteur de charge dudit avion (AC) au cours de ladite phase de capture ;
 - k est une constante négative dépendant des caractéristiques physiques dudit avion (AC) ;
 - Vz est la vitesse verticale dudit avion (AC) ; et
 - f représente une fonction décrivant ledit profil de vitesse verticale modifié en fonction du niveau d'altitude courant Z dudit avion (AC) par rapport à ladite altitude de consigne (Zc).
- 25

5. Procédé selon l'une des revendications 1 à 3, caractérisé en ce que, dans le cas où ladite altitude de consigne (Z_c) n'a pas été rejointe après l'expiration dudit délai d'exécution maximal (d_{max}), ledit contrôle de la vitesse verticale dudit avion (AC) est effectué par commande du facteur de charge dudit avion (AC) qui est défini par la formule suivante :

$$n_z = k_1 * Z + k_2 * V_z$$

dans laquelle :

- n_z est le facteur de charge dudit avion (AC) au cours de ladite phase de capture ;
- k_1 et k_2 sont des constantes négatives dépendant des caractéristiques physiques dudit avion (AC) ;
- V_z est la vitesse verticale dudit avion (AC) ; et
- Z est le niveau d'altitude courant dudit avion (AC) par rapport à ladite altitude de consigne (Z_c).

6. Procédé selon l'une des revendications 1 à 5, caractérisé en ce que ledit profil de vitesse verticale modifié comporte une première partie associée à une trajectoire dudit avion (AC) de type exponentiel, suivie d'une seconde partie associée à une trajectoire dudit avion (AC) de type parabolique.

7. Procédé selon la revendication 6, caractérisé en ce que ladite première partie dudit profil de vitesse verticale modifié associée à une trajectoire de type exponentiel est décrite à l'aide de la fonction suivante :

$$f_1(Z) = (a-Z)/(S_i + T)$$

dans laquelle :

- a est un paramètre de réglage dépendant desdits délais d'exécution minimal (d_{min}) et maximal (d_{max}) ;

- Z est le niveau d'altitude courant dudit avion (AC) par rapport à ladite altitude de consigne (Zc) ;
- S_i est ledit seuil prédéterminé ; et
- T est une marge temporelle positive par rapport audit seuil prédéterminé S_i .

8. Procédé selon la revendication 7 ou 8, caractérisé en ce que ladite seconde partie dudit profil de vitesse verticale modifié associée à une trajectoire de type parabolique est définie à l'aide de la fonction suivante :

$$f_2(Z) = \sqrt{(\alpha * 0,1g * Z)}$$

dans laquelle:

- α est une constante égale à -1 lorsque ledit avion (AC) est en phase de montée et à 1 lorsqu'il est en phase de descente ;
- g est la constante gravitationnelle terrestre ; et
- Z est le niveau d'altitude courant dudit avion (AC) par rapport à ladite altitude de consigne (Zc).

9. Dispositif pour la mise en œuvre du procédé tel que spécifié sous l'une des revendications 1 à 8 permettant de limiter le nombre des alertes émises par un système anticollision monté à bord d'un avion (AC) qui effectue une manœuvre de changement d'altitude comportant une phase d'approche suivie d'une phase de capture d'une altitude de consigne (Zc) associée à un délai d'exécution de consigne prédéterminé, ledit système anticollision étant apte à détecter un aéronef intrus se trouvant dans l'environnement aérien dudit avion (AC), à calculer un temps de collision théorique entre ledit avion (AC) et ledit aéronef intrus et à émettre au moins une alerte lorsque ce temps de collision théorique est inférieur à un seuil prédéterminé, caractérisé en ce qu'il comporte :

- des moyens de détermination (3) d'au moins un profil de vitesse verticale modifié associé à ladite phase de capture d'altitude, de sorte que la durée (d_{cap}) de cette dernière soit comprise entre un délai d'exécution minimal (d_{min}) et un délai d'exécution maximal (d_{max}) prédéterminés ;
- 5 – des moyens de commande (5) activables aptes à engager ladite phase de capture d'altitude et à contrôler la vitesse verticale dudit avion (AC), de sorte qu'elle suive au moins approximativement ledit profil de vitesse verticale modifié ; et
- des moyens d'activation (4) aptes à activer lesdits moyens de com-
10 mande (5), lorsque ledit avion (AC) est en phase d'approche et proche de ladite altitude de consigne.

10. Avion,

caractérisé en ce qu'il comporte un dispositif (1) tel que spécifié sous la revendication 9.

1/2

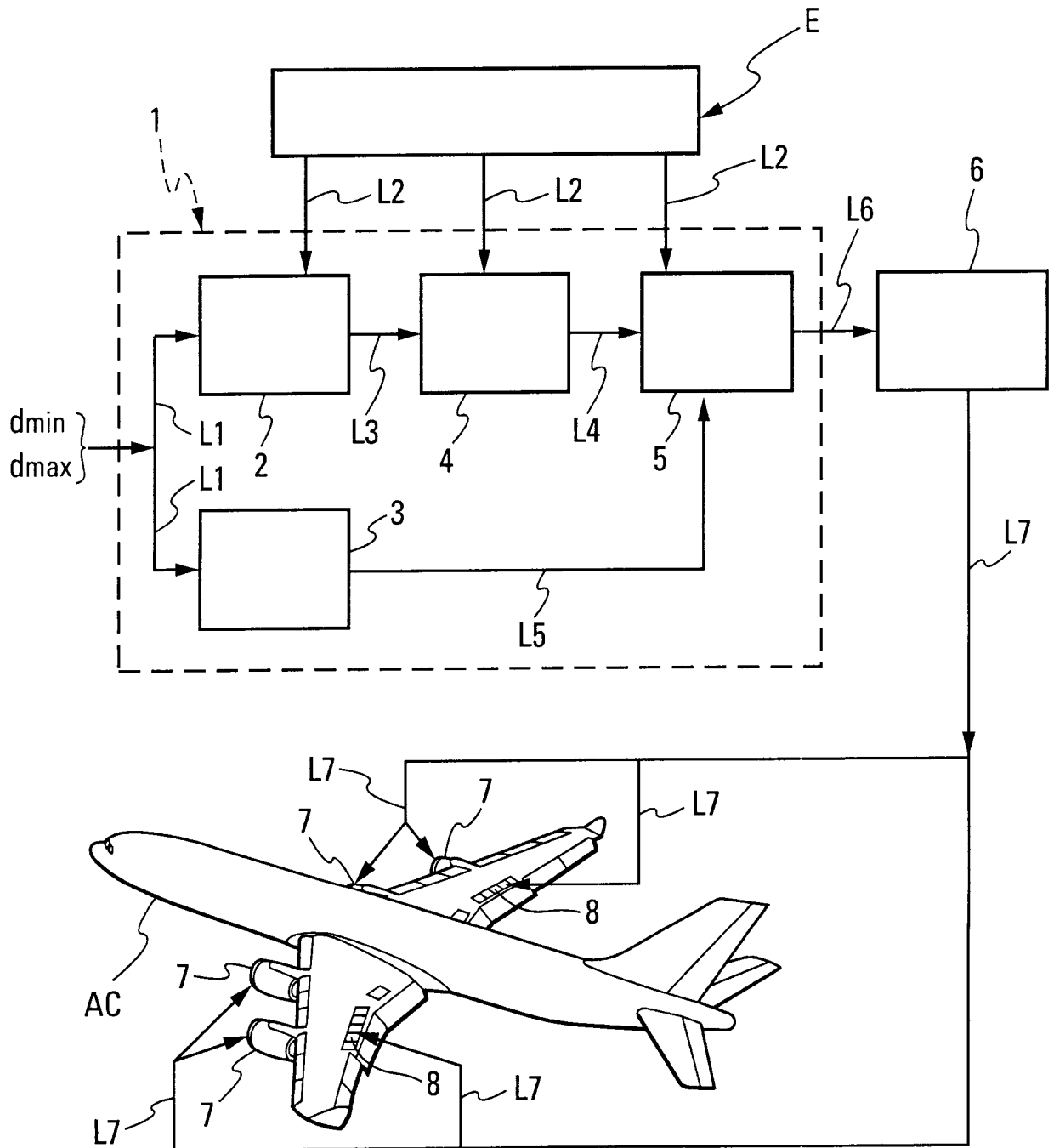
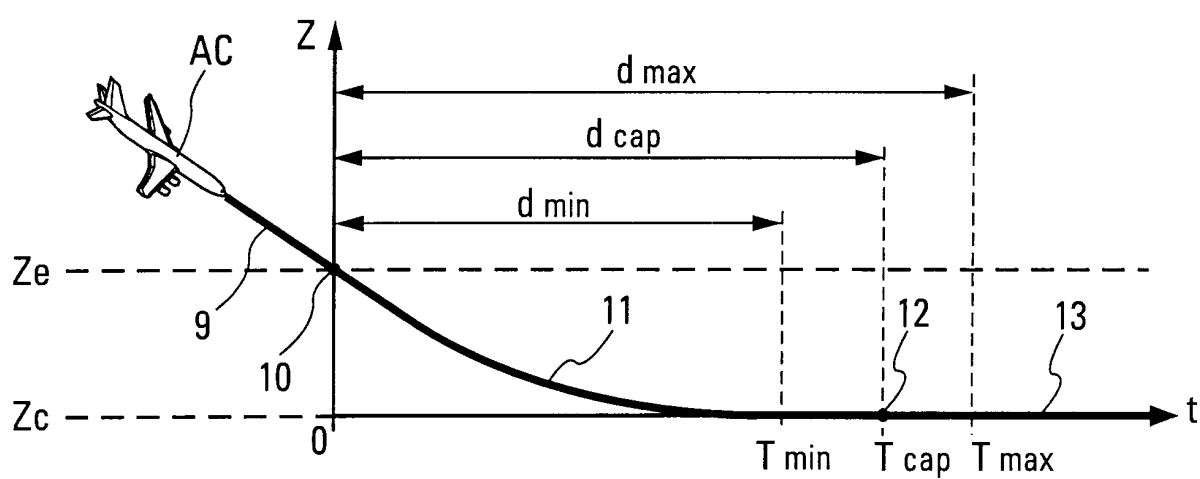
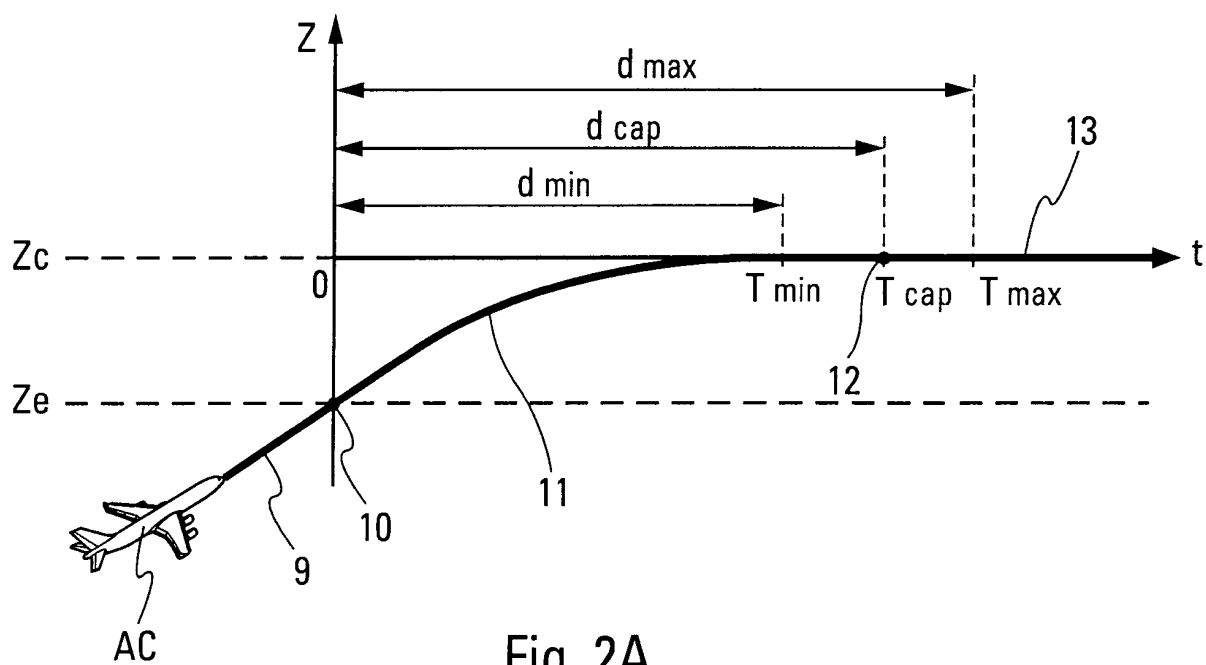


Fig. 1

2/2





**RAPPORT DE RECHERCHE
PRÉLIMINAIRE**

N° d'enregistrement
national

établi sur la base des dernières revendications
déposées avant le commencement de la recherche

FA 713726
FR 0805212

DOCUMENTS CONSIDÉRÉS COMME PERTINENTS		Revendication(s) concernée(s)	Classement attribué à l'invention par l'INPI
Catégorie	Citation du document avec indication, en cas de besoin, des parties pertinentes		
A	FR 2 876 483 A (AIRBUS FRANCE SAS [FR]) 14 avril 2006 (2006-04-14) * page 1, ligne 1 - page 5, ligne 26 * -----	1-10	G08G5/04 G01S13/93
A	WO 00/41153 A (HONEYWELL INC [US]) 13 juillet 2000 (2000-07-13) * page 5, ligne 5-28 * * page 21, ligne 29 - page 22, ligne 23 * -----	1-10	
			DOMAINES TECHNIQUES RECHERCHÉS (IPC)
			G08G
Date d'achèvement de la recherche		Examineur	
15 mai 2009		Bourdier, Renaud	
<p>CATÉGORIE DES DOCUMENTS CITÉS</p> <p>X : particulièrement pertinent à lui seul Y : particulièrement pertinent en combinaison avec un autre document de la même catégorie A : arrière-plan technologique O : divulgation non-écrite P : document intercalaire</p> <p>T : théorie ou principe à la base de l'invention E : document de brevet bénéficiant d'une date antérieure à la date de dépôt et qui n'a été publié qu'à cette date de dépôt ou qu'à une date postérieure. D : cité dans la demande L : cité pour d'autres raisons & : membre de la même famille, document correspondant</p>			

1
EPO FORM 1503 12.99 (P04C14)

**ANNEXE AU RAPPORT DE RECHERCHE PRÉLIMINAIRE
RELATIF A LA DEMANDE DE BREVET FRANÇAIS NO. FR 0805212 FA 713726**

La présente annexe indique les membres de la famille de brevets relatifs aux documents brevets cités dans le rapport de recherche préliminaire visé ci-dessus.

Les dits membres sont contenus au fichier informatique de l'Office européen des brevets à la date du 15-05-2009

Les renseignements fournis sont donnés à titre indicatif et n'engagent pas la responsabilité de l'Office européen des brevets, ni de l'Administration française

Document brevet cité au rapport de recherche		Date de publication	Membre(s) de la famille de brevet(s)	Date de publication
FR 2876483	A	14-04-2006	AT 421132 T	15-01-2009
			BR PI0515693 A	29-07-2008
			CA 2577594 A1	20-04-2006
			CN 101036093 A	12-09-2007
			EP 1797488 A1	20-06-2007
			WO 2006040441 A1	20-04-2006
			JP 2008515707 T	15-05-2008
			RU 2343528 C1	10-01-2009
			US 2008021647 A1	24-01-2008

WO 0041153	A	13-07-2000	AT 277395 T	15-10-2004
			CA 2358191 A1	13-07-2000
			DE 69920519 D1	28-10-2004
			DE 69920519 T2	01-12-2005
			EP 1147504 A1	24-10-2001
			JP 2002534752 T	15-10-2002
			US 2003004641 A1	02-01-2003
